文章编号:1000-4939(2023)03-0522-07

高-低载荷下振动疲劳损伤累积的试验研究

何丁妮[1],蔡梦娜[2],崔韦[1],廖云飞[2]

(1. 中国直升机设计研究所,333001 景德镇;2. 上海航空材料结构检测股份有限公司,200120 上海)

摘 要:为了探究高-低载荷下振动疲劳损伤累积的规律,基于振动台设计轴向振动疲劳试验系统,针对7050-T7451铝合金试件进行轴向振动疲劳试验,同时与在高频试验机上进行的常规疲劳试验结果进行对比。结果表明:振动疲劳与常规疲劳试验中均表现出"锻炼"效应;振动疲劳试验中增大高-低载荷幅值差时,损伤累积值逐渐增加,"锻炼"效应逐渐明显;高-低载荷最大应力比存在临界值0.483,当应力比 $\sigma' < 0.483$ 时,振动疲劳加载相较于常规疲劳加载,表现出更明显的"锻炼"效应。

关键词:高-低载荷;振动疲劳;损伤累积;轴向元件;"锻炼"效应

中图分类号:O346.5 **文献标志码**:A **DOI**:10.11776/j.issn.1000-4939.2023.03.003

Experimental study on vibration fatigue damage accumulation under high-low load

HE Dingni[1], CAI Mengna[2], CUI Wei[1], LIAO Yunfei[2]

(1. China Helicopter Research and Development Institute, 333001 Jingdezhen, China;
2. Shanghai Aeronautical Materials & Structures Testing Co., LTD, 200120 Shanghai, China)

Abstract: In order to explore the law of vibration fatigue damage accumulation under high-low load, the axial vibration fatigue test system is designed based on the vibration table. The axial vibration fatigue test is carried out on 7050-T7451 aluminum alloy specimens, and the results are compared with the normal fatigue test results on the high frequency testing machine. The results show that both vibration fatigue and normal fatigue tests show "coaxing effect". In the vibration fatigue test, the cumulative damage values increase with the increase of the difference between high and low loading amplitudes, the "coaxing effect" is gradually obvious; there is a critical value 0.483 of the maximum stress ratio under high-low load; when the stress ratio $\sigma' < 0.483$, the vibration fatigue loading shows more obvious "coaxing effect" than the normal fatigue loading.

Key words: high-low load; vibration fatigue; damage accumulation; axial test specimen; "coaxing effect"

收稿日期:2022-04-20 **修回日期**:2022-05-24
基金项目:工信部民用预研资助项目(No. MJ-2017-F-21)
通信作者:何丁妮,工程师。E-mail:shine.1990.hi@163.com
引用格式:何丁妮,蔡梦娜,崔韦,等. 高-低载荷下振动疲劳损伤累积的试验研究[J]. 应用力学学报,2023,40(3):522-528.
HE Dingni, CAI Mengna, CUI Wei, et al. Experimental study on vibration fatigue damage accumulation under high-low load[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2023, 40(3):522-528.

直升机结构在飞行过程中承受着气动交变载荷和结构振动载荷,这种变幅循环加载作用下的疲劳是直升机上常见的破坏形式。同时复杂载荷环境下导致直升机次承力结构局部共振而产生的振动疲劳,成为近年来国内直升机多起破坏故障的主要原因。因此,开展有关金属材料在变幅载荷下振动疲劳损伤累积规律的研究是非常有必要的。

探究变幅载荷下损伤的本质能更精确地预估结构的失效寿命[1-2],变幅疲劳损伤是目前工程问题的研究热点之一。根据当前的研究成果,疲劳损伤累积理论可分为两类:线性损伤累积理论及非线性损伤累积理论[3-5]。其中,线性损伤累积理论由于形式简单、运用方便等特点,在工程实际中得到广泛应用。基于线性损伤累积理论,国内外学者通过理论和试验等方式对金属变幅疲劳开展了一系列研究[6-16]。JELASKA 等[6]针对变幅载荷推导了考虑疲劳载荷块转换的线性损伤累积寿命评估表达式。石欣桐等[7]通过进行 LY12CZ 铝合金两级变幅加载疲劳试验,对复合疲劳寿命预估模型与 Miner 线性模型进行对比。熊泓茗、王瑞杰等[8-10]对拉剪电阻点焊试样进行两级变幅加载疲劳试验,分析了线性损伤累积规律和载荷幅值差异对于损伤累积的影响。梁凌宇[11]、周蒙蛟[12]通过设计变幅加载试验,得到不同预加载条件对结构钢疲劳寿命的影响规律。王永廉[13]提出了估算变幅疲劳寿命的等效折算法,可以根据需要考虑变幅疲劳的加载次序效应,从而提高寿命预测的准确性。张大川等[14]对 LY12CZ 铝合金薄壁圆管试样进行拉扭复合两级变幅循环载荷试验,对不同加载条件和顺序下试样表现出的疲劳损伤特性进行对比与分析。谢里阳等[15-16]以两级循环载荷下的疲劳累积试验为基础,分析了常用损伤累积模型的缺陷及损伤演化规律。在目前已有的文献中,对于变幅常规疲劳加载下损伤累积的理论和试验研究已经十分广泛且深入,然而对于变幅载荷中有关振动疲劳损伤累积的规律与常规疲劳相比,有何差异的研究尚未见相关报道。

本研究以典型轴向金属元件为研究对象,进行高-低幅两级加载试验,试件分别置于振动疲劳试验系统和常规疲劳试验系统中,基于线性损伤累积理论,分析高-低载荷下振动疲劳与常规疲劳的损伤累积规律。

1　试验设计

1.1　疲劳试件

根据航空标准《金属材料轴向疲劳试验方法》(HB 5287)设计如图 1 所示的轴向试件,试件采用航空用典型材料 7050-T7451 铝合金制造,室温下 7050-T7451 的机械性能为:弹性模量 $E = 72$ GPa;强度极限 $\sigma_b = 520$ MPa;屈服极限 $\sigma_s = 465$ MPa;密度 $\rho = 2.85 \times 10^3$ kg/m^3;泊松比 $\nu = 0.33$。试件工作段直径为 7 mm,总长为 174 mm,夹持端长度为 42 mm。

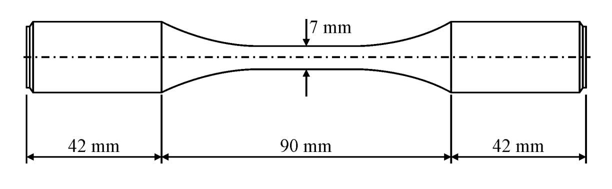


图 1　疲劳试件尺寸图

Fig. 1　Geometric dimension of fatigue test specimen

1.2　振动疲劳试验系统

金属元件轴向振动疲劳试验系统[17]是由 3 t 推力电磁振动台、功率放大器、振动控制仪、加速度传感器、数字振动控制系统等组成,如图 2 所示。计算机数字振动控制系统控制整个试验过程,对激振频率、激励加速度、响应加速度、循环次数等实时采集;试件和夹具放置在电磁振动台动圈上,通过加速度传感器对试件的响应进行采集和分析。

夹具设计需要满足如下条件:①强度满足试验最大载荷要求,避免在试验中发生破坏;②轴向一阶固有频率要高于试件轴向一阶固有频率 2 倍以上,以避免试验过程中发生夹具共振,保证试验结果的精确性。试验夹具安装如图 3 所示,配重质量块可用于调整试验共振频率,限位杆用于控制试件及配重质量块位置,防止试件发生断裂时配重质量块及试件甩出。

振动疲劳试验采用共振驻留的试验方式进行控制,控制系统自动搜索试件结构的一阶固有频率,并控制电磁振动台的激励载荷频率始终保持与试件固有频率相同,在该频率下进行共振驻留试验。在试件工作段区域粘贴应变片,配重质量块上布置响应

加速度传感器。试验开始前,先通过基础激励进行响应加速度与应变关系的标定。标定目标响应从 $10g$ 开始,目标响应级差 $10g$,标定至目标响应 $70g$ 结束,将采集的每一级沿轴向应变均值通过公式 $\sigma = E \cdot \varepsilon$ 换算为轴向应力,最终获得响应加速度-应力曲线(a-σ 曲线),如图 4 所示。

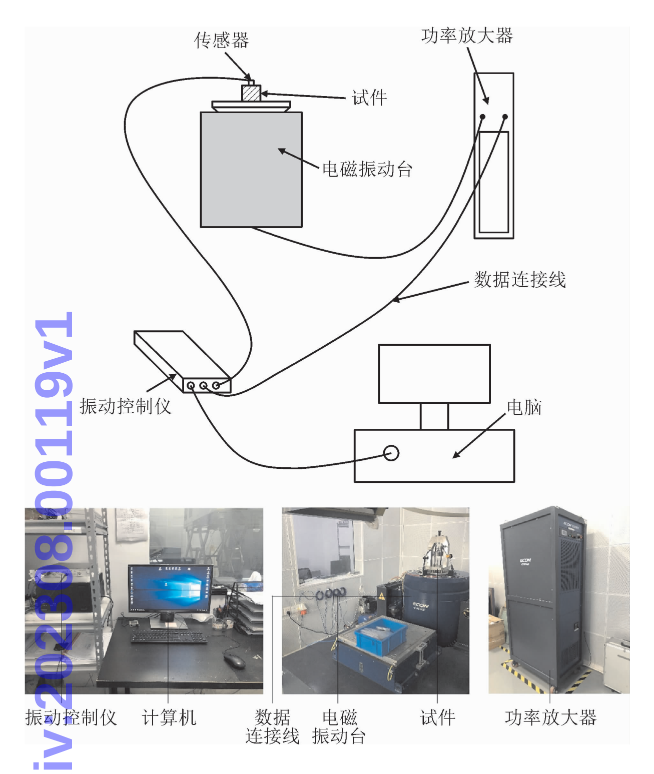


图 2 振动疲劳试验系统示意图及实物图

Fig. 2 Schematic diagram and physical diagram of vibration fatigue test system

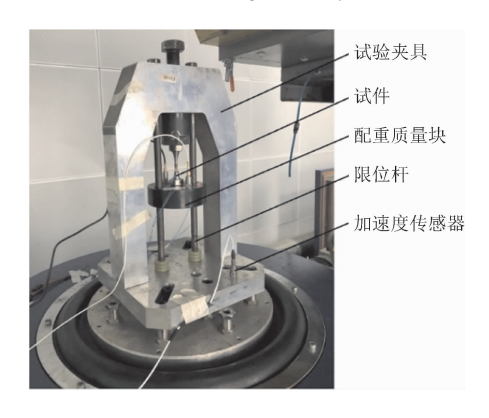


图 3 试验夹具安装实物图

Fig. 3 Installation drawing of test specimen and fixture

试验过程中不再关注应变值,以响应加速度来表征工作段应力,这可避免由于应变片损坏导致数据可靠性受影响。振动疲劳试验以试件工作段出现裂纹或者发生断裂作为失效判据。

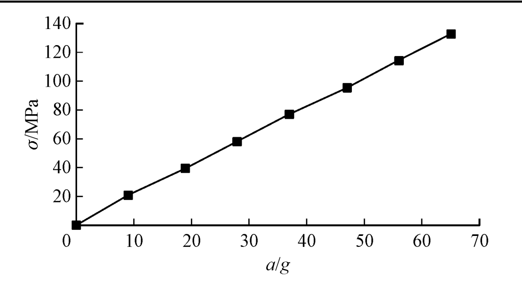


图 4 试件工作段应力与响应加速度标定结果

Fig. 4 Calibration results of stress and response acceleration in working section of test specimen

1.3 常规疲劳试验系统

金属元件轴向常规疲劳试验在如图 5 所示的高频疲劳试验机上进行,高频疲劳试验机的静态载荷误差≤±1%,动态载荷误差≤±3%。试验过程中通过调整砝码的重量来控制试验频率。本研究中控制常规疲劳试验频率 $f=80$ Hz,同样以试件工作段出现裂纹或者发生断裂作为失效判据。

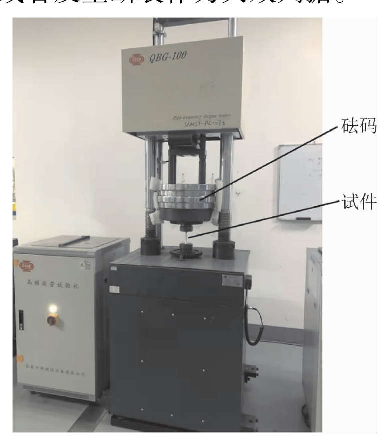
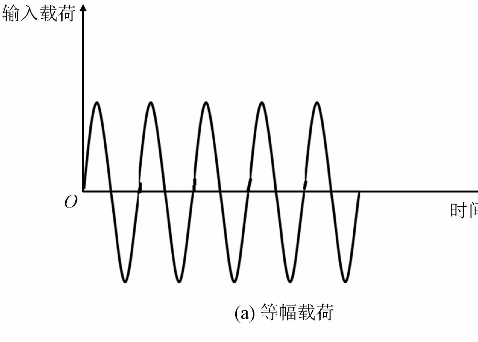


图 5 高频疲劳试验机

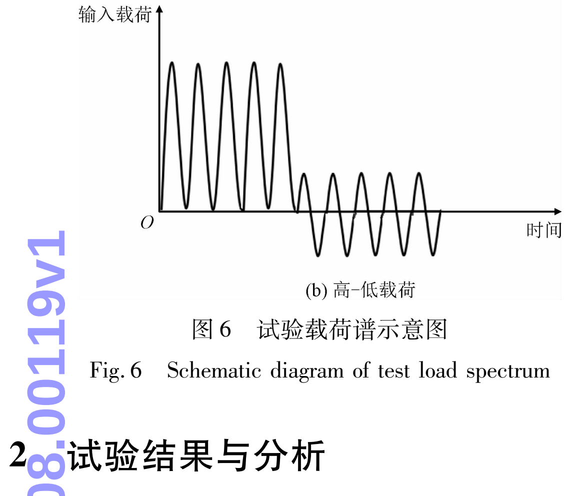
Fig. 5 High frequency fatigue testing machine

1.4 确定试验载荷谱

为研究高-低载荷下振动疲劳损伤累积的规律,将试验内容分为两个部分:等幅载荷试验和高-低载荷试验。等幅载荷试验载荷谱如图 6(a)所示,试验加载应力比 $R=-1$。通过等幅载荷试验测定 7050-T7451 材料振动疲劳 S-N 曲线及常规疲劳 S-N 曲线,其中振动疲劳 S-N 曲线通过 1.2 节所示试验系统测定,而常规疲劳 S-N 曲线通过 1.3 节所示试验系统测定。高-低载荷试验载荷谱如图 6(b)所示,试验时首先在第一级应力下循环一定次数,之后在第二级载荷下加载直至试件失效;为接近实际工况,选取两级载荷为不同应力比,本试验中设定第一级应力比 $R=0.06$,第二级应力比 $R=-1$。



(a) 等幅载荷



(b) 高-低载荷

图 6　试验载荷谱示意图

Fig. 6　Schematic diagram of test load spectrum

2　试验结果与分析

2.1　中值 *S-N* 曲线

等幅载荷振动疲劳试验共完成有效件 26 件，分别采用成组法在 3 个应力水平下完成 15 件，采用升降法完成 11 件，试验结果如表 1 所示。

表 1　等幅载荷下振动疲劳试验结果

Tab. 1　Vibration fatigue test results under constant amplitude load

序号	初始名义应力/MPa	循环次数	序号	初始名义应力/MPa	循环次数
1	255	102 421	14	200	232 506
2	255	102 588	15	200	186 636
3	255	167 990	16	171	301 884
4	255	94 839	17	164	9 523 451
5	255	131 425	18	164	361 652
6	235	143 117	19	164	10 000 000
7	235	189 982	20	157	740 972
8	235	193 149	21	157	10 000 000
9	235	109 930	22	157	10 000 000
10	235	132 249	23	150	992 435
11	200	292 392	24	150	10 000 000
12	200	265 832	25	150	9 838 305
13	200	828 732	26	143	10 000 000

轴向振动疲劳试验过程中始终保持激励加速度不变，根据试验开始前的 a-σ 曲线标定关系，将激励加速度转换为初始名义应力，通过初始名义应力来表征应力水平。

等幅载荷常规疲劳试验共完成有效件 25 件，分别采用成组法在 3 个应力水平下完成 15 件，采用升降法完成 10 件，同样通过初始名义应力来表征应力水平，试验结果如表 2 所示。

表 2　等幅载荷下常规疲劳试验结果

Tab. 2　Normal fatigue test results under constant amplitude load

序号	初始名义应力/MPa	循环次数	序号	初始名义应力/MPa	循环次数
1	255	61 800	14	200	1 068 200
2	255	65 100	15	200	725 600
3	255	67 400	16	171	3 220 500
4	255	66 500	17	164	6 648 900
5	255	76 800	18	164	10 000 000
6	235	79 800	19	164	7 246 600
7	235	186 000	20	157	3 200 800
8	235	123 100	21	157	2 022 400
9	235	90 400	22	157	10 000 000
10	235	85 600	23	157	10 000 000
11	200	388 500	24	150	10 000 000
12	200	440 700	25	150	10 000 000
13	200	213 800	–	–	–

振动疲劳和常规疲劳试验过程中试件工作段最大应力变化不超过 5%，通过初始名义应力 S 与到破坏时的寿命 N 之间的关系来描述材料的疲劳性能，即 *S-N* 曲线。通常采用三参数幂函数拟合方式给出试件的 *S-N* 曲线表达式[18]，

$$\lg N = a - b \times \lg(S_{max} - S_{\infty}) \tag{1}$$

式中：a、b、S_{∞} 为材料参数；N 为寿命；S_{max} 为最大应力。对试件在振动疲劳试验系统及常规疲劳试验系统下的试验数据进行拟合，得到表 3 结果。

表 3　*S-N* 曲线参数拟合结果

Tab. 3　Fitting results of *S-N* curve parameters

试验项目	$\lg N = a - b \times \lg(S_{max} - S_{\infty})$		
	a	b	S_{∞} /MPa
振动疲劳试验	7.59	1.26	153
常规疲劳试验	12.06	3.46	130

2.2 高-低载荷试验结果

高-低载荷试验共得到 31 个试验数据,第一级加载最大应力 460 MPa,应力比为 0.06,共循环5 000 次,试验在常规疲劳试验系统完成;随后将试件分别置于振动疲劳试验系统和常规疲劳试验系统,各完成 3 个应力水平下的第二级加载试验,试验结果见表 4 ~ 表 5。

表 4 高-低载荷下振动疲劳试验结果

Tab. 4 Vibration fatigue test results under high-low load

序号	第二级加载初始名义应力/MPa	循环次数	序号	第二级加载初始名义应力/MPa	循环次数
1	240	91 240	9	220	223 227
2	240	112 335	10	220	175 161
3	240	134 497	11	200	404 970
4	240	144 053	12	200	495 834
5	240	44 768	13	200	536 517
6	220	107 835	14	200	415 298
7	220	245 639	15	200	386 649
8	220	293 883	16	–	–

表 5 高-低载荷下常规疲劳试验结果

Tab. 5 Normal fatigue test results under high-low load

序号	第二级加载初始名义应力/MPa	循环次数	序号	第二级加载初始名义应力/MPa	循环次数
1	240	120 800	9	220	212 000
2	240	127 800	10	220	148 300
3	240	149 200	11	220	172 800
4	240	111 900	12	200	682 800
5	240	143 900	13	200	284 200
6	220	256 400	14	200	401 400
7	220	181 500	15	200	470 000
8	220	205 500	16	200	202 000

部分试件最终破坏形式如图 7 所示,由于工作段横截面积最小,在承受轴向载荷作用时工作段轴向名义应力最大,因此振动疲劳及常规疲劳试验破坏模式均为试件工作段出现裂纹或者发生断裂。

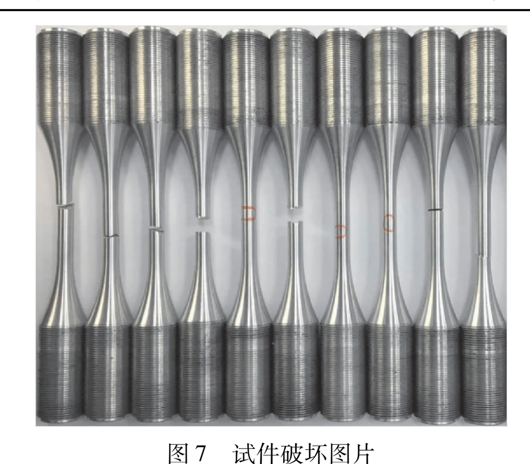


图 7 试件破坏图片

Fig. 7 Failure picture of test specimens

3 损伤累积分析

在疲劳损伤累积理论的研究中,MINER[19] 首先提出了线性损伤累积理论,线性损伤累积模型假设损伤与结构循环次数呈线性关系,即

$$D = \sum_{i=1}^{k} \frac{n_i}{N_i} \tag{2}$$

式中:D 是损伤变量;n_i 是某一载荷下的循环数;N_i 为相同载荷下的构件失效循环数。Miner 线性损伤理论认为不同次序造成的损伤可以独立地根据时间先后顺序进行叠加直至失效。它虽然没有考虑载荷次序对损伤累积的影响,但具有形式简单,计算简便等特点,因此仍广泛运用于工程计算当中。大量实验研究表明,D 与应力水平的大小、先后加载次序及材料类型等因素有关,大致在 0.5 ~ 3.5 的范围内变化[20]。

本研究进行的振动疲劳及常规疲劳试验均施加轴向疲劳载荷,工作段名义应力本质上相同,并且失效模式一致,因此可假设两种加载形式下试件损伤累积与循环次数均呈线性关系。本研究基于线性损伤累积理论,采用等幅载荷及高-低载荷试验结果,进行损伤累积分析,表 6 为试验结果。其中 N_1 为最大应力 460 MPa,应力比为 0.06 时的等幅常规疲劳加载试验时的中值寿命 20 990 次;N_2 为依据表 3 试验拟合结果得到分别在振动疲劳和常规疲劳试验加载下不同应力水平对应的试验寿命。取第一级加载最大应力与第二级加载最大应力的比值 σ',结合振动疲劳及常规疲劳下的损伤累积值 D,最终获得高-低载荷下振动疲劳与常规疲劳的损伤累积规律,如图 8 所示。

表 6　高-低载荷下损伤累积结果

Tab. 6　Damage accumulation results under high-low load

σ'		n_1	N_1	n_1/N_1	n_2	N_2	n_2/N_2	$n_1/N_1+n_2/N_2$
振动疲劳试验	0.52	5 000	20 990	0.238	118 709	140 025	0.848	1.086
	0.48	5 000	20 990	0.238	198 008	194 601	1.018	1.256
	0.43	5 000	20 990	0.238	444 226	304 198	1.460	1.698
常规疲劳试验	0.52	5 000	20 990	0.238	129 973	99 262	1.309	1.548
	0.48	5 000	20 990	0.238	193 169	198 756	0.972	1.210
	0.43	5 000	20 990	0.238	374 791	474 199	0.790	1.028

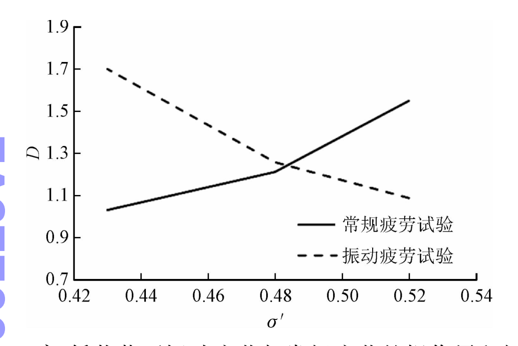


图 8　高-低载荷下振动疲劳与常规疲劳的损伤累积规律

Fig. 8　Damage accumulation law of vibration fatigue and normal fatigue under high-low load

根据表 6 结果可知，试件在高-低载荷的作用下，振动疲劳与常规疲劳试验中的损伤累积值均大于 1，说明前一级高应力水平疲劳加载对后一级低应力水平加载的影响表现为寿命延长，即出现“锻炼”效应。“锻炼”效应是由于非扩展裂纹尖端附近区域受到强化所致。“锻炼”效应受应力水平影响，当后期载荷较小时，“锻炼”效应明显表现为疲劳极限的提高和寿命的延长[21]。由图 8 可知，在两级高-低载荷下，常规疲劳试验中，损伤累积值随着两级加载最大应力比的增加而增加，即增大两级加载的载荷幅值差，损伤累积值呈减小趋势，“锻炼”效应逐渐减弱；而在振动疲劳试验中，损伤累积值随两级加载应力比的变化表现出完全相反的趋势，即增大两级加载的载荷幅值差时，损伤累积值逐渐增加，“锻炼”效应逐渐明显。

由图 8 还可得知，振动疲劳与常规疲劳试验中，两级加载最大应力比存在临界值 0.483，当应力比 $\sigma' > 0.483$ 时，振动疲劳加载时损伤累积要快于常规疲劳加载，即常规疲劳加载时表现出更明显的“锻炼”效应；而当应力比 $\sigma' < 0.483$ 时，常规疲劳加载时损伤累积要快于振动疲劳加载，即振动疲劳加载时表现出更明显的“锻炼”效应。

4　结　论

1）通过进行高-低载荷下的振动疲劳试验和常规疲劳试验，基于线性损伤累积理论，发现试验结束时损伤累积值均大于 1，表现出“锻炼”效应。

2）在高-低载荷下，常规疲劳试验中增大两级加载的载荷幅值差，损伤累积值呈减小趋势；而在振动疲劳试验中增大两级加载的载荷幅值差时，损伤累积值逐渐增加，“锻炼”效应逐渐明显。

3）高-低载荷最大应力比存在临界值 0.483，当应力比 $\sigma' > 0.483$ 时，常规疲劳加载表现出更明显的“锻炼”效应；而当应力比 $\sigma' < 0.483$ 时，振动疲劳加载表现出更明显的“锻炼”效应。

参考文献：

[1]　MANSON S S. Interfaces between fatigue, creep, and fracture[J]. International journal of fracture mechanics, 1966, 2(1): 327.

[2]　KACHANOV L M. Introduction to continuum damage mechanics [M]. Dordrecht: Springer Netherlands, 1986.

[3]　DATTOMA V, GIANCANE S, NOBILE R, et al. Fatigue life prediction under variable loading based on a new non-linear continuum damage mechanics model [J]. International journal of fatigue, 2006, 28(2): 89-95.

[4]　冯胜，程燕平，赵亚丽，等. 非线性疲劳损伤累积理论研究[J]. 哈尔滨工业大学学报，2003，35(12)：1507-1509.
FENG Sheng, CHENG Yanping, ZHAO Yali, et al. Unlinear fatigue damage cumulative theory[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2003, 35(12): 1507-1509 (in Chinese).

[5]　李荣，邱洪兴，淳庆. 疲劳累积损伤规律研究综述[J]. 金陵科技学院学报，2005，21(3)：17-21.
LI Rong, QIU Hongxing, CHUN Qing. Research review of fatigue accumulative damage rule[J]. Journal of Jinling Institute of Tech-

nology,2005,21(3):17-21(in Chinese).

[6] JELASKA D,GLODEZ S,PODRUG S. Closed form expression for fatigue life prediction at combined HCF/LCF loading[J]. Mechanics,automatic control and robotics,2003,3(13):635-646.

[7] 石欣桐,肖迎春,黄博. 两级复合载荷下铝合金疲劳寿命预估[J]. 科学技术与工程,2018,18(17):320-323.
SHI Xintong,XIAO Yingchun,HUANG Bo. Fatigue life prediction of aluminum alloy under two-stage combined cycle loading[J]. Science technology and engineering,2018,18(17):320-323(in Chinese).

[8] 熊泓茗,王瑞杰,赵永哲,等. 高-低加载下载荷幅值对疲劳寿命的影响[J]. 新技术新工艺,2014(5):76-78.
XIONG Hongming,WANG Ruijie,ZHAO Yongzhe,et al. Influence of loading amplitude on fatigue life under high-low loading[J]. New technology & new process,2014(5):76-78(in Chinese).

[9] 王瑞杰,徐晓东,刘泓滨. 基于固有频率的两级加载下拉剪点焊结构疲劳损伤分析[J]. 机械科学与技术,2010,29(9):1193-1197.
WANG Ruijie,XU Xiaodong,LIU Hongbin. Fatigue damage analysis based on natural frequency for tension shear spot welds under two-step loading[J]. Mechanical science and technology for aerospace engineering,2010,29(9):1193-1197(in Chinese).

[10] 王瑞杰,尚德广,刘泓滨. 两级加载下两焊点拉剪点焊接头的损伤[J]. 焊接学报,2010,31(12):77-80.
WANG Ruijie,SHANG Deguang,LIU Hongbin. Damage of two-spot welds under two level loading[J]. Transactions of the China welding institution,2010,31(12):77-80(in Chinese).

[11] 梁凌宇. 结构钢的变幅疲劳加载应力幅间交互作用研究[D]. 成都:西南交通大学,2015.

[12] 周蒙蛟. 应力幅间交互作用对结构钢超高周变幅疲劳性能的影响及微观机理的研究[D]. 成都:西南交通大学,2018.

[13] 王永廉. 估算变幅疲劳寿命的等效折算法[J]. 应用力学学报,2005,22(1):90-94.
WANG Yonglian. Equivalent-conversion method for estimation of various amplitude fatigue life[J]. Chinese journal of applied mechanics,2005,22(1):90-94(in Chinese).

[14] 张大川,王英玉. LY12CZ 铝合金拉扭复合载荷下疲劳损伤律实验研究[J]. 机械强度,2012,34(5):772-776.
ZHANG Dachuan,WANG Yingyu. Experimental investigation on fatigue damage rule of LY12CZ aluminum alloy under tension-torsion loading[J]. Journal of mechanical strength,2012,34(5):772-776(in Chinese).

[15] 谢里阳,吕文阁,师照峰. 两级载荷作用下疲劳损伤状态的试验研究[J]. 机械强度,1994,16(3):52-54.
XIE Liyang,LÜ Wenge,SHI Zhaofeng. Experimental study on fatigue damage under two level loading[J]. Journal of mechanical strength,1994,16(3):52-54(in Chinese).

[16] 谢里阳,林文强,吕文阁. 疲劳损伤状态的试验研究[J]. 应用力学学报,1996,13(3):92-95,152.
XIE Liyang,LIN Wenqiang,LÜ Wenge. Experimental study on fatigal damage state[J]. Chinese journal of applied mechanics,1996,13(3):92-95,152(in Chinese).

[17] 上海航空材料结构检测股份有限公司. 轴向共振疲劳测试装置及试样件响应同轴度校准测试系统:CN201920966235.4[P]. 2020-01-10.

[18] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:科学出版社,2019:36.

[19] MINER M A. Cumulative damage in fatigue[J]. Journal of applied mechanics,1945,12(3):A159-A164.

[20] 穆志韬,曾本银. 直升机结构疲劳[M]. 北京:国防工业出版社,2009:39.

[21] 吴志学,吕文阁,徐灏. 疲劳极限下损伤及“锻炼”效应[J]. 东北大学学报(自然科学版),1996,17(3):338-341.
WU Zhixue,LÜ Wenge,XU Hao. Fatigue damage below the fatigue limit and the “coaxing effects”[J]. Journal of Northeastern University(natural science),1996,17(3):338-341(in Chinese).

(编辑 史淑英)